

全气膜覆盖掠叶片的几何成型与网格生成技术

陈 凯, 董 平, 黄洪雁, 韩万金

(哈尔滨工业大学 能源与动力学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘 要: 详细描述了全尺寸的气膜冷却掠叶片的几何生成技术和复杂结构化网格生成技术, 对于气膜冷却几何结构的生成, 要遵循由基础到复杂、由粗到精的原则, 得到基础的冷却部件后再进行详细的冷却布局划分, 冷却腔的形成用片体切割要比直接生成实体更容易实现。给出了全结构化网格拓扑结构在气膜冷却结构中的详细划分过程, 列出了结构化和非结构化网格对于气膜冷却计算的优点和缺点。网格的划分都遵循由底至顶、逐层分割的方式, 冷气柱部分的网格要在腔体划分基础上利用顶点网格块构造法生成。对于弯扭叶片而言, 展向高度大致相近的冷却孔层要尽量切割到相同的层内, 才不至于使网格划分线过分密集; 由于几何结构制约性产生低质量网格的部分, 通过调整网格数量占到整个网格总数的极少数, 对于仿真计算没有影响。

关 键 词: 燃气涡轮; 弯扭叶片; 全气膜冷却; 几何造型; 网格
中图分类号: TK474. 7; TK124 **文献标识码:** A

引 言

现代航空燃气涡轮发动机为了提高推重比和燃油效率, 不断提高涡轮的进口温度, 目前涡轮进口温度已经远超出当前材料的温度极限, 因此在不断发展具有更高耐热性的合金材料的同时, 必须采用复杂的冷却技术来保持材料在高温下的正常运行和工作寿命, 如气膜冷却、冲击冷却、发散冷却等一系列措施都是对涡轮叶片进行冷却的有效途径。由于新型耐热合金材料的研制周期往往比较长, 难以满足目前航空发动机涡轮进口温度快速增长的要求, 因此采用先进的冷却方式保护热端部件是当前各国研究的重点^[1]。

燃气涡轮叶片温度主要由叶片外表面高温燃气、叶片内部冷却气体以及叶片内的热传导相互作用决定的, 对涡轮叶片温度场计算的准确与否直接关系到能否准确预测发动机寿命, 极大地影响着发

动机的设计。随着计算机技术的发展, 气热耦合数值计算因为高效性和较高的准确性而得到越来越多的应用, 其中如何获得高质量的三维计算网格是保证准确预测涡轮叶片热负荷的基础。

第一级涡轮导向叶片直接受到燃烧室高温、高压燃气的冲击, 受到的热负荷最大, 通常采用全气膜冷却, 即采用多排密集孔冷气喷射形成气膜隔离叶片和主流燃气以减少对涡轮叶片的热负荷。全气膜冷却叶片的冷却结构复杂, 几何结构和网格生成过程往往要占到整个仿真工作时间的相当大部分的比例。本研究主要目的是针对典型全气膜冷却叶片的结构特点, 根据实践经验, 总结出从涡轮叶片 CAD 建模到计算域网格划分的完整过程, 试图为全气膜冷却叶片气热耦合计算提供一套比较完整的网格生成方法。

1 全气膜冷却涡轮叶片的三维造型

建立三维几何模型是网格生成的前提, 本文选用 UGNX2.0 作为几何结构的 CAD 生成软件。

1.1 全气膜冷却涡轮叶片的几何分析

全气膜冷却叶片结构复杂, 叶片表面有多排数量较多、安装方式各异的冷却孔, 叶片内部通常包含多个冷却腔室、内壁肋板和尾缘槽缝等特殊冷却结构, 因此, 几何结构的生成往往会遇到很大的困难。

本研究所选取的叶型为某型涡轮叶片高压导向扭叶片, 由图 1 所示, 该设计有以下一些特点: 叶片表面共开有 11 排冷却喷孔, 前缘三排冷却孔与径向方向成 60° , 压力面前部为四排与壁面垂直的冷却孔, 同时中弦区压力面有两排复合角度气膜冷却孔, 吸力面前部有两排扩张锥形气膜冷却孔, 尾缘位置开有冷却槽缝; 有两个单独的冷却腔室, 前部冷却腔

室从根部进气,冷却气体从前缘以及压力面和吸力面喷出,后部冷却腔室与尾缘槽缝相连,冷却气体从顶部进气,一部分经压力面一排喷孔喷出,另一部分从尾缘辟缝喷出,进气方式的不同是为了平衡进气冲击力对叶片影响;两个冷却腔室之间采用与径向夹角为 3° 的隔板,使两个冷却气体进气腔形成一个喇叭形的入口,这样做的目的是为了减少进气阻力和进气流动损失^[2]。

通常来说,气冷涡轮叶片气热耦合计算三维CAD造型应遵循由大到小,由外到内,由粗到精的原则。第一阶段生成叶片外表面片体,然后以此为基础按照上下端壁型线生成叶片外流道计算域;第二阶段生成气冷叶片内腔表面片体,通过叶片内外表面片体生成叶片固体计算区域以及内腔流体计算区域;第三阶段生成连接内外流体腔室的冷却孔结构,以及尾缘冷区气体喷射槽缝。以下对几个关键步骤做简要说明。

1.2 内外叶片表面片体以及冷却腔室造型

本研究所选叶型为环形叶栅扭叶片,因此所有叶片积叠型线均采用绝对坐标,以 X 轴正方向为叶片旋转轴。

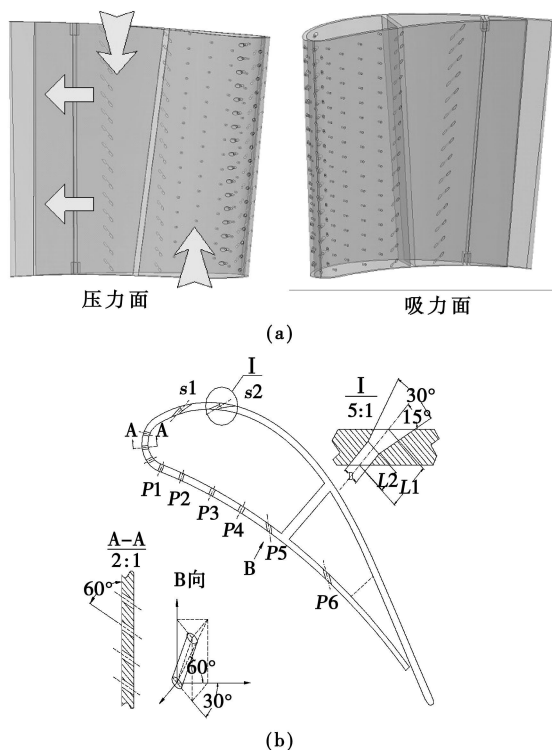


图1 导向叶片冷却结构示意图

叶片几何造型的实质就是找到一种数学方法描述叶片曲面,本文选用沿叶高方向系列截面型线作

为积叠线,采用UGNX所提供的非均匀有理B型样条曲线(NURBS),使用UGNX的自由型面成型(Free Form Feature)中通过曲线(Through Curve)功能将型线拟合合成叶片外表面型线。将叶片外表面型线向内偏移(Offset Curve)叶片腔室厚度大小生成内冷却腔表面型线,然后再参照外表面片体生成过程生成内腔片体,这是初研究的一个难点,首先偏移功能需要曲线在同一个平面内,这对于环形叶栅和弯扭叶片的叶片型线处理比较麻烦;第二对于尾缘处叶片型线向内偏移容易使型线扭曲成“8”字型和尖角。根据以往的经验,对于第一个问题,上下端壁适当偏移(Offset Face)延长,再使用若干与径向垂直的平面与叶片外表面相交截得若干新叶片表面型线,这些新型线都位于不同的垂直径向的平面内,便于偏移形成内腔型线,而且超出叶片流道上下端壁的部分可以提供型线使得新生成的内腔表面片体大于叶片实际内表面,便于通过布尔运算切割生成内部腔室;对于第二个问题,可在使用叶片外部型线生成叶片实体以后,先将叶片按照预先设计分割成不同的腔室,然后根据不同情况分别处理,如本研究所选叶型沿弦向按腔室分成三部分:前腔,后腔和尾缘槽缝,这样对于前两个腔室的生成按前面所述处理,尾缘部分的槽缝开在压力面侧,所以只需分别对压力面和吸力面型线做偏移并生成片体,然后通过相对简单的切割和布尔运算就可以完成,如果确实需要对叶片型线进行整体偏移生成内腔型线,可以采用偏移功能(Offset Curve)下面的Law control功能对于型线各点的偏移量做出适当调整,尤其在尾部减少偏移量,避免内腔型线扭曲和形成尖角结构。

1.3 气膜冷却孔的几何造型

本研究所选叶片共采用三种冷却孔的形式,即径向倾斜圆孔、弦向倾斜锥形扩散孔和复合角度倾斜圆孔,这几类冷却孔布置方式都是工程实际应用广泛,非常有代表性的冷却结构。径向倾斜气膜冷却孔的作用是增加冷气射流的径向速度分量,促进冷却射流对孔间区域的有效覆盖;弦向倾斜冷却孔和复合角度倾斜冷却孔都是为了减弱冷却射流与燃氣主流之间的掺混,促进射流向叶片壁面贴附,提高射流对下游的冷却效率,尤其是扩张型锥形孔由于出口截面面积增大,可以使冷却射流出口界面吹风比和动量比减小,冷却射流对下游横向覆盖和冷却效率都有较大提高,另外复合角度倾斜冷却孔能够有效的促使冷却射流在叶片表面横向展开,从而提高冷却射流的有效覆盖^[3]。

根据研究的经验,气膜冷却孔的生成主要依靠于临时工作坐标的选取,首先要确定各排冷却孔在叶片表面的分布位置,即冷却孔中心线与叶片外表面的相交点的位置,将同一排中心线交点连接成从根部到顶部的连线,并在该交点处使用 UGNX 的基准线(Datum Line)功能生成垂直于当地壁面的基准线,以此连线、交点和基准线为基础使用坐标系控制器(CSYS Constructor)生成相应的临时坐标,然后按坐标轴生成气膜冷却孔圆柱,最后根据坐标系旋转到工作角度。

2 分块结构化网格的生成

全气膜冷却叶片的结构特点就是在叶片表面上开有多排冷气喷射孔,而且孔的结构和排列方式相差很大。另外,内/外冷却腔和尾缘辟缝等结构也比较复杂,这些都给网格划分工作带来的很大的困难。考虑到计算效率以及全气膜冷却叶片的结构特点,采用 ANSYS ICEM 作为计算域的网格划分软件,网格形式采用分块结构化网格(Multi-Block Structured Mesh)。

2.1 分块结构化网格的特点

分块结构化网格,又称为组合网格,是求解不规则区域中的流动与传热问题的一种重要网格划分方法,从数值方法的角度,又称区域分解法。分块结构化的原理是把整个不规则求解区域划分为若干个小的规则六面体区域(块),然后对每一块都用结构化网格来离散,并且每一块中都可以采用适体坐标方法(Body-fitted coordinates)生成网格。

采用分块结构化方法的优点是:(1)可以大大减轻网格生成的难度,因为在每一块中都可以方便地生成结构化网格;(2)可以在不同块内采用不同的网格疏密度,从而可有效地照顾到不同区域需要不同空间尺度的情形,块与块之间不要求网格线完全贯穿,便于网格的局部加密;(3)便于采用并行算法来求解代数方程组^[4]。

本研究采用结构化网格的主要原因是考虑到全气膜冷却叶片特殊的几何结构,另一个主要原因就是考虑到计算效率问题。虽然使用非结构化四面体网格生成复杂外型几何体的网格非常容易,使用也很方便,但是在保持相同节点(Node)数量情况下,采用四面体网格生成的网格(Element)数量大约是使用六面体结构化网格的五倍,相应计算所需内存和计算时间都比结构化网格大很多;另外,非结构化网

格不适应某些流场求解,如对叶片表面传热影响非常大的边界层内的流动和转捩流场;相比非结构化网格,结构化六面体网格生成的速度快,生成的质量好,数据结构简单,进行数值计算的误差很小、容易收敛等诸多的优点,而且对计算机资源的消耗也相对较低。

2.2 全气膜冷却叶片分块结构和网格生成

对全气膜冷却叶片进行网格划分的目的是在 ANSYS CFX 平台上进行气热耦合计算,需要将流固区域分开处理,所以根据计算条件将整个计算区域分成五部分:外流道、固体叶片、气膜冷却孔、内腔流道和尾缘辟缝,其中为了做网格方便,将气膜冷却孔与内腔流道结合在一起划分网格,并在外流道叶片壁面上冷却孔相应位置同样按几何相关线划分网格,在计算时两部分按数据交换面(Interface)处理。

复杂的三维实体能否划分出高质量的六面体网格,关键在于如何合理地将模型分解成若干个与六面体同胚的图形^[5]。下面对几个关键部分的分块拓扑分析和网格生成进行简要叙述。

2.2.1 叶片外流道计算区域分块结构和网格生成

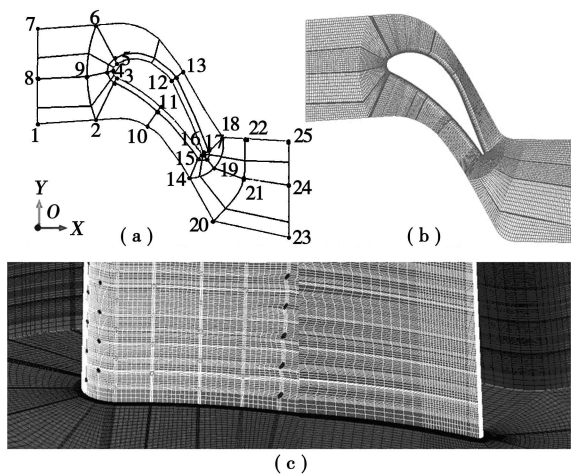


图2 外流道分块拓扑分析和网格示意图

如图2所示,所研究叶片外流道计算区域采用周期性计算区域,叶片的位置位于外流道的中部。整个外流道和内部叶片可以看作两个互相嵌套的曲面六面体,它们共用上下端壁,所以只须在流道内沿垂直于叶片表面方向上划分系列分界面,并将整个区域划分成若干六面体,如图2(a)所示;另外,为了保证叶片附面层内流动的计算精度,在叶片外表面采用O型网格分块结构。图2(b)为分块化结构网格实际生成示意图,但是由于叶片表面的冷却孔数

量较多并且为间隔排列,如图 2(c)所示,径向网格数量很大,继而导致整个流道的网格数量激增,这对于计算资源紧张的时候是有困难的,所以也可以采取折中的方法,即是在考虑到冷却气膜一般只在附面层内流动的特点,可以把附面层网格与流道网格分开处理,它们之间交界面按数据传递处理,以通过减少流道内网格的数量来减少整个计算区域的网格数量。下面将对叶片表面冷却孔附近分块拓扑划分进行分析。

2.2.2 叶片固体计算区域分块结构和网 格生成

气膜冷却叶片包含两个内腔流道、一个尾缘槽缝和大量气膜冷却孔。如前所述,整个叶片和内腔都可以看做一个曲面六面体,拓扑结构比较简单,难点在于叶片表面上的若干冷却孔结构,如图 3(a)~(d)所示,本研究的做法是将冷却孔也转换成六面体,具体方法是将叶片分别沿径向和流向按冷却孔的位置截成相应的若干分块,分块的高度和宽度也与冷却孔直径大致相同,并将六面体内外八个节点(图 3 中黑色节点)按孔的实际形状和安装角度与冷却孔进出口边对应,这个六面体内按空腔处理,不划分网格。

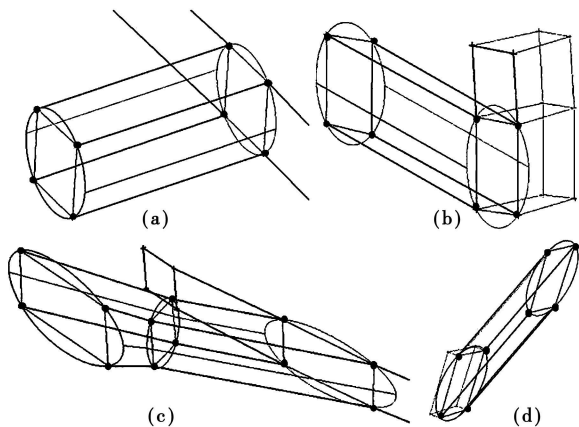


图 3 气膜冷却孔分块拓扑分析示意图

图 4 为气膜冷却叶片实际分块划分和实际生成网格,因为前两个腔室都含有冷却孔,如图 4(g)和(f)所示,合并在一起处理,尾缘槽缝部分没有冷却孔,如图 3(c)所示,单独处理更为简单。值得注意的本文所选的气膜冷却孔都有一定的安装角度,如图 4(a)~(d)所示,尤其是对于复合角度冷却孔,不可避免的是冷却孔附近的网格变形扭曲较大,网格质量较差,这种影响是分块结构化网格处理这类结构的一个不可避免的缺点。

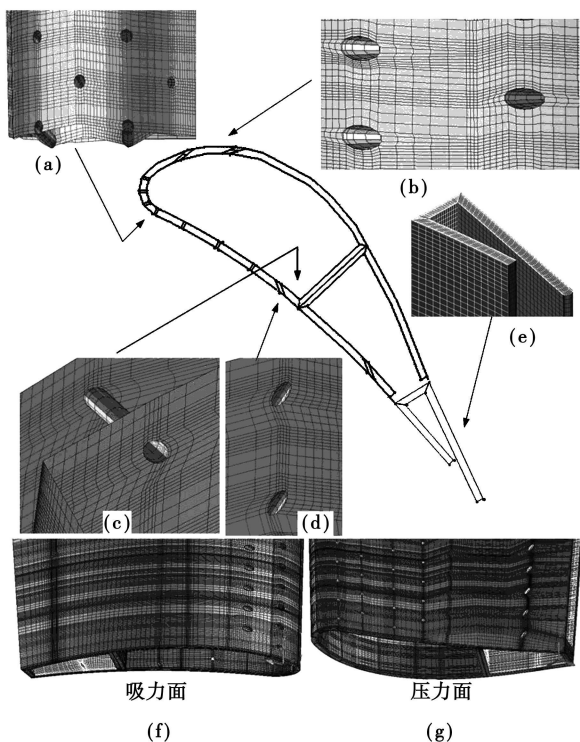


图 4 叶片分块拓扑分析和网 格示意图

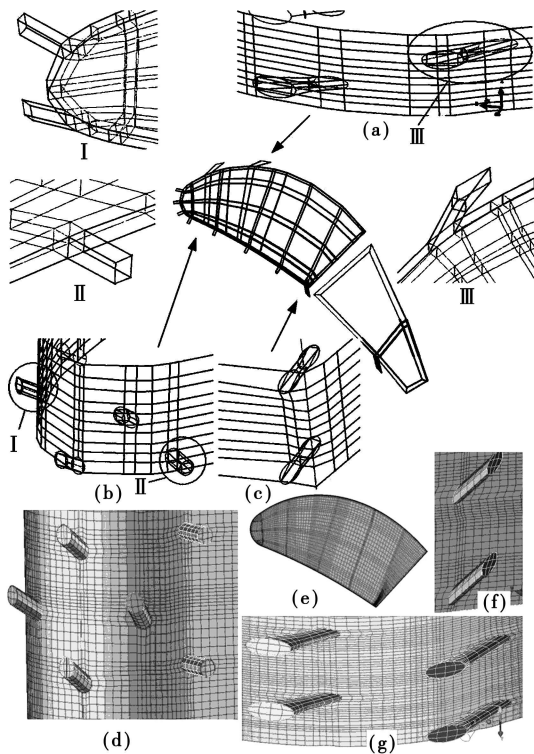


图 5 内腔流道和冷却孔内流道的分块拓扑分析和网 格示意图

全气膜冷却叶片包含两个内腔,按照前面的叙述,把气膜冷却孔内流道与内腔合并处理,因为绝大

多数冷却孔内流道与前部内腔连接, 所以本研究只对前部内腔的分块和网格生成进行说明。如图 5 所示, 不带冷却孔流道的单独内腔结构可以用简单曲面六面体分块, 加上冷却孔流道以后, 可以参考叶片处理冷却孔结构的方法, 如图 5(a)~(c)所示, 只需将内腔切割并在相应位置使用 ANSYS ICEM 中按顶点(Vertex)生成块结构(Block)方法外接六面体即可, 图 5(d)~(g)所示为实际生成网格。

根据分析后认为, 在分层切割每层冷气内流道或冷却孔的时候, 要尽量保证近似把径向高度大致相近的孔排放到同一层内, 这样做的目的一是为了尽量减少块结构的数量, 同时也为了划分块结构网格时候布点比较方便, 但是相应而来的缺点就是由于冷却孔在叶片径向高度变化较大, 使得同一层分块结构可能前后发生较大的扭曲, 如图 4(g)中压力面靠近尾部网格线发生的变化。为了避免这种情况导致网格质量发生恶化, 应当尽量使这种高度变化在比较长的距离内发生, 从而使扭曲在比较长的距

离内逐渐过渡。

2.3 网格数量和质量检查

ANSYS ICEM 对于网格质量的衡量标准比较多, 而且对于不同的求解器来说, 网格质量的评判标准是不一样的, 表 1 列出了 ANSYS CFX 求解器对于网格质量评判的一些标准。由表格中可以看出, 整体网格质量分布最差的地方出现在叶片实体部分, 具体的位置在复合角度网格孔附近, 这是由于其特殊的冷却结构造成的。复合角度斜孔在流向和展向的方向上变化比较大, 这一区域网格往往扭曲过大, 造成网格质量相对其它部分来说差一些。表 1 最后一行给出了每部分网格质量低于 0.2(Quality<0.2)的网格数量占总网格数的百分比, 由于几何结构的制约性, 在无法完全消除低质量网格的情况下, 应当尽量减少低质量网格数目, 这样就不会对计算精度有大的影响。由于网格最差的部分分布在叶片实体部分, 不能完全消除, 但是这一部分低质量的网格数量是非常少的, 因此对整体计算不会造成影响。

表 1 六面体网格单元质量评价

项目	域				
	叶片	腔 1 st	腔 2 nd	流道	孔
最小面角/(°)	0.117	16.312	8.384	16.900 2	10.318
最大面角/(°)	167.54	167.809	173.862	172.979	169.38
最大长宽比	5 935.5	52.620	102.532	61.2838	19.883
最大体积比	367 021	303.844	207.796	294.801	8.644
连接数	2	1	1	1	1
低于 0.2 的网格数比率/%	0.002	0.003	0.076	0.003	0.338

3 结 论

完整地描述了某典型的燃气涡轮第一级导叶的几何构造到网格生成的过程, 提供了复杂全覆盖气膜冷却透平从 CAD 造型技术和复杂机构化网格生成技术。目前全尺寸的气膜冷却仿真计算往往遇到几何结构复杂、网格生成困难, 网格数量巨大及大量消耗计算机资源的困难, 结构化网格的生成虽然相对于非结构化而言大大降低了对计算机资源的消耗, 使全尺寸的气膜冷却分析降低了对计算机硬件的要求, 同时减少计算时间, 提高了计算精度, 但是, 结构化网格的生成往往又是非常困难。本文提供了一整套全气膜冷却叶片从几何构造到结构化网格生成的解决方案, 为仿真计算提供了参考和借鉴。

综上所述, 可以得出如下结论:

- (1) 复杂冷却结构的生成遵循由大到小、由粗到精的原则, 逐步在基础构件上刻画精细的冷却布局;
- (2) 冷却腔体和叶片壁厚是在变化偏移(variable offset)的基础上, 通过扫描成的片体(sheet)结构切割实体部分得到的;
- (3) 叶片体、冷却腔和流道部分的网格都按照由底至顶、逐层切割的网格块划分原则, 特别的冷气柱部分网格是在冷却腔块结构划分完后由顶点(vortex)生成块结构(block)方法生成;
- (4) 对于子午面扩张或者收缩的环形叶栅, 展向高度大致相近的冷却孔层要尽量切割到相同的层内, 才不致使网格划分线过分密集;
- (5) 由于几何结构制约性产生低质量网格的部

分,通过调整网格数量占到整个网格总数的极少数,因此对于仿真计算没有太大的影响。

参考文献:

- [1] 方德昌. IHPTET 进展和目标挑战[J]. 国际航空 1998(6): 58-59.
- [2] 张汝谋. 高效节能发动机文集[M]. 北京: 航空工业出版社, 1991
- [3] SHANTANU MHTRAS, JE CHIN HAN, RIB RUDOLPH. Effect of flow parameter variations on full coverage film-cooling effectiveness for a

gas turbine blade[R]. ASME paper GT2007-27071

- [4] 杨世铭, 陶文铨. 传热学[M]. 北京: 高等教育出版社 1998
- [5] 苏步清. 拓扑学初步[M]. 上海: 复旦大学出版社 1986.
- [6] 谢永慧. 透平机械叶轮叶片三维参数化造型及六面体网格生成方法研究[J]. 机械强度, 2007, 29(5): 795-799.
- [7] LIU YUTONG, PEKKAN K. The effects of different mesh generation methods on computational fluid dynamic analysis and power loss assessment in total cavopulmonary connection[J]. Transactions of the ASME, Journal of Biomechanical Engineering, 2004 126 (5): 594-603

(编辑 伟)

新技术、新工艺

PGT25+燃气轮机升级改进装置

据《Gas Turbine World》2009 年年度手册报道,作为一台功率加大的替换现有 PGT25+燃气轮机的升级改进装置,2008 年在加拿大安装的第一台商用 PGT25+G4 正在运行,多提供 10%的输出功率和更好的热效率。

它是由意大利的 GE Oil & Gas/Pignone 于 2008 年交付给 Alliance Pipeline,现在正在艾伯塔省 Whitecourt 的 Windfall 1 天然气压缩机站运行,该发动机的输出功率和热耗率均优于性能保证值。

与 PGT25+比较,新机组的额定输出功率明显增加,从 PGT25+的 30 370 kW 增加到 PGT25+G4 的 34 000 kW,接近增加 10%。

效率:从 PGT25+的 41.1%增加到 41.2%,增加的不明显。

燃气发生器:PGT25+G4 的燃气发生器包含一个 17 级轴流压气机,进口导叶和前 7 级静叶都是可转导叶,以便在整个运行范围提供无失速的性能。

总压比:已从 23.6 :1 增加到 24.2 :1。PGT25+G4 的轴流压气机也具有更高的质量流量,从 PGT25+的 84.3 kg/s 增加到 PGT25+G4 的 88.9 kg/s。

设计修改的范围:限制到对动叶和静叶叶型的几何做较少的调整,以便产生所要求的质量流量的增加。

高压涡轮修改:对叶片冷却较小的改进和对材料做了一些升级改进,以便提供改进的更高的耐温度能力。

动力涡轮:

PGT25+G4 的 2 级动力涡轮具有一个悬伸式转子,它由 2 个防摩擦轴承和 1 个联合的推力/轴颈轴承支承。

额定转速为 6 100 r/min,并具有 3 050~6 400 r/min 的运行范围,它可作为离心式或轴流式天然气压缩机组的直接驱动装置,而不需要增速齿轮箱。

对 PGT25+动力涡轮的主要修改还包括在第一级喷嘴上做成扇形的外平台,以便张开喉部面积,使通流能力增加 3%。

第一级动叶材料已被改变到定向结晶的 GT111 DS,以便改进蠕变强度,并修改了外平台内圆角设计。

此外,也增加了对机匣的冷却,并使外过渡段的材料改变到 Haynes 230。

(吉桂明 摘译)

气膜孔几何结构对涡轮叶片气膜冷却影响的研究进展= **Recent Advances in the Study of Influence of Air-film Hole Geometrical Structures on Turbine Blade Air-film Cooling**[刊, 汉]/DAI Ping (1. College of Electromechanical Engineering, Qingdao University of Science and Technology, Qingdao, China, Post Code: 266061), LIN Feng (Gas Turbine Research Department, CSIC (China Shipbuilding Industrial Corporation) Harbin No. 703 Research Institute, Harbin, China, Post Code: 150036)// Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2009, 24(4). — 415 ~ 420

A survey of the recent research results concerning the influence of turbine blade air-film geometrical structures on air-film cooling characteristics was given along with a description of factors affecting the air-film cooling effectiveness. Summarized were the recent research findings regarding the influence of air-film hole structures on air-film cooling effectiveness for blade leading edges and end walls as well as flat plates. The influence of air-film hole structures on the heat transfer characteristics of air-film cooling was expounded. Finally, it should be noted that the further optimization of air-film hole structures and the comprehensive consideration of the influence of air-film hole sizes, length, spacing, shape and orientation relative to turbine blades on film cooling performance as well as the study of new type air-film holes will be the focal point of future studies. **Key words:** turbine blade, air-film cooling, air-film hole geometrical structure, air-film cooling efficiency, heat exchange coefficient

全气膜覆盖掠叶片的几何成型与网格生成技术= **Geometrical Configuration of Full-size Air-film Cooling of Swept Blades and Grid Generation Techniques**[刊, 汉]/CHEN Kai, DONG Ping, HUANG Hong-yan, et al (College of Energy Source and Power Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin, China, Post Code: 150001)// Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2009, 24(4). — 421 ~ 426

A relatively detailed description was given of the geometrical generation technology and complicated structured grid generation technique for full-size air-film cooled twisted blades. With respect to the generation of air-film cooling geometrical structures, the principle of development from a base level to complexity and from crudity to refinement should be followed. A detailed cooling configuration division shall be conducted only after the basic cooling parts have been identified. The formation of cooling cavities by cutting into slices is more easily realized than by a direct generation of entities. A detailed division process of a wholly structured grid topological structure in the air-film cooling design was given, and the merits and demerits of structured and non-structured grids for air-film cooling calculation were listed. The division of grids shall follow the procedure of from the bottom to the top and employing a layer-by-layer cutting mode. The grid of the cold air column portion should be generated by using an apex grid block construction method on the basis of cavity division. For bowed and twisted blades, the cooling hole layers at an approximately same blade height should be cut into a same layer to a maximally possible extent so that the grid division lines are not grouped too densely. The portion of low quality grid, resulting from the restriction of geometrical structure, shall occupy a minimum quantity of the grid total amount by adjusting the grid number. The above process does not affect the simulation calculation. **Key words:** gas turbine, bowed and twisted blade, whole air-film cooling, geometrical modeling, grid

影响高压涡轮流场和性能的几个关键因素数值分析= **Numerical Analysis of Several Key Factors Influencing the Flow Field and Performance of a HP (High Pressure) Turbine**[刊, 汉]/HOU Wei-tao, QIAO Wei-yang, LUO Hua-ling (College of Power and Energy Source, Northwest Polytechnic University, Xi'an, China, Post Code: 710072)// Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2009, 24(4). — 427 ~ 431

In the light of the specific conditions of inlet gas flow of a HP turbine, by using a numerical simulation method, studied was the law governing the influence of such factors as high turbulence intensity and radial non-uniform total inlet temperature distribution etc. on the overall performance and flow field of the HP turbine. The research results show that the radial distortion of HP turbine inlet total temperature exercises a relatively small influence on its aerodynamic performance, the inlet turbulence intensity increases gradually from 1% to 10% and the HP turbine efficiency decreases by about 0.4%.